

**This Page Is Inserted by IFW Operations
and is not a part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- **BLACK BORDERS**
- **TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES**
- **FADED TEXT**
- **ILLEGIBLE TEXT**
- **SKEWED/SLANTED IMAGES**
- **COLORED PHOTOS**
- **BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS**
- **GRAY SCALE DOCUMENTS**

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

**As rescanning documents *will not* correct images,
please do not report the images to the
Image Problem Mailbox.**

THIS PAGE BLANK (USPTO)

MITO ★ Q25 91-202254/28 ★FR 2653-090-A
Aircraft fuselage lining panel - has lengthwise corrugations, pleats
or reinforcing fibres to reduce noise level inside fuselage

MITSUBISHI JUKOGYO (NPPA) 15.06.90-JP-U62679
(17.10.89-JP-V20580)

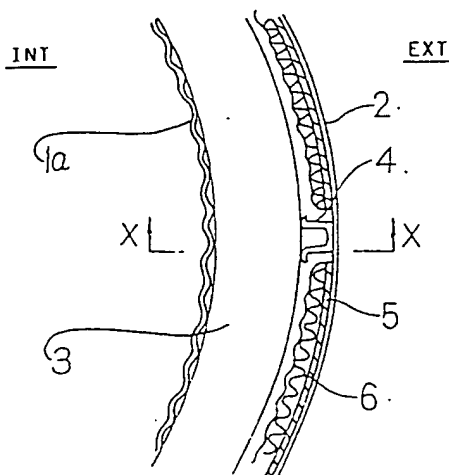
(19.04.91) B64c-01/40

09.10.90 as 012409 (1439)

An interior lining panel, especially for an aircraft fuselage, is basically cylindrical in shape and has a resistance to traction in the direction of its circumference which is lower than its rigidity or resistance to traction in a lengthwise direction. This is achieved by having the panel made with a series of lengthwise folds or pleats which can be in the form of curved or square corrugations, the recesses of which can be filled with a sound absorbing material.

The panel can be made, for example, from fibre-reinforced plastic, with the disposition of the fibres being different in a lengthwise direction to a circumferential direction. The fibres can be positioned at angles of 0, +30 and -30 degrees to the lengthwise direction of the fuselage, or at angles of 0 and 90 degrees.

ADVANTAGE - Reduction in noise level inside fuselage. (27pp
Dwg.No.1/14)
N91-154693



THIS PAGE BLANK (USPTO)

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

⑫ Date de dépôt : 09.10.90.

⑬ Priorité : 17.10.89 JP 12058089; 15.06.90 JP 6267990.

⑭ Date de la mise à disposition du public de la demande : 19.04.91 Bulletin 91/16.

⑮ Liste des documents cités dans le rapport de recherche : *Le rapport de recherche n'a pas été établi à la date de publication de la demande.*

⑯ Références à d'autres documents nationaux apparentés :

⑰ Demandeur(s) : Société dite: MITSUBISHI JUKOGYO KABUSHIKI KAISHA — JP et JAPAN AIRCRAFT DEVELOPMENT CORPORATION — JP.

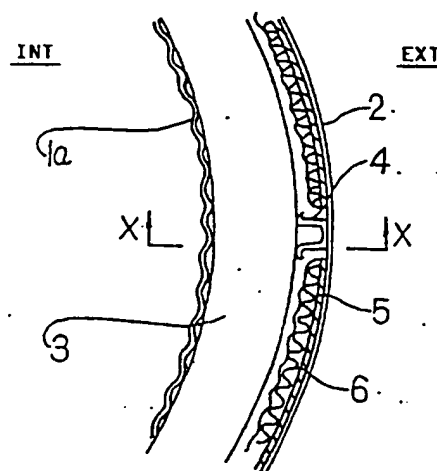
⑱ Inventeur(s) : Amano Kanichi, Okura Kiyoshi, Izumiyama Kazuo, Matsuzaki Katsuya et Shibata Katsuhiko.

⑲ Titulaire(s) :

⑳ Mandataire : Cabinet Aymard et Coutel.

⑳ Plaque de doublage intérieur pour paroi de fuselage.

㉑ L'invention concerne une plaque 1a de doublage intérieur de la paroi d'un fuselage, notamment d'avion, présentant une forme sensiblement cylindrique, et se caractérise en ce que cette plaque 1a présente une rigidité ou résistance à la traction dans la direction circonférentielle qui est inférieure à la rigidité ou résistance à la traction dans le sens longitudinal. Cela est réalisé soit en faisant comporter à la plaque des plis dans le sens longitudinal, soit, dans le cas où la plaque est en matière plastique renforcée par des fibres, en disposant les fibres suivant des orientations particulières par rapport à la direction longitudinale du fuselage.



FR 2 653 090 - A1



La présente invention est relative à une plaque de doublage intérieur pour une paroi de fuselage, cette plaque servant de paroi intérieure du fuselage d'un avion ou analogue.

5

On décrira tout d'abord, en référence aux Figs. 12 et 13, un exemple d'une structure de paroi de fuselage de l'art antérieur. La Fig. 12 est une vue en coupe transversale d'une partie de la paroi du fuselage d'un avion de l'art antérieur, cette coupe étant prise dans un plan perpendiculaire à l'axe longitudinal de l'avion, et la Fig. 13 est une vue en coupe longitudinale de cette même paroi prise suivant la ligne Y-Y de la Fig. 12. Dans ces deux Figures, on a désigné par INT l'espace intérieur au fuselage et par EXT l'espace extérieur au fuselage, la référence numérique 1 désigne une paroi de doublage intérieur de la paroi du fuselage, cette plaque étant de forme cylindrique, la référence numérique 2 désigne une plaque extérieure de paroi du fuselage également de forme cylindrique, la référence numérique 3 désigne un élément annulaire de renforcement, dénommé "membrure", la référence numérique 4 désigne un autre élément de renforcement s'étendant dans la direction longitudinale du fuselage cylindrique et dénommé "raidisseur", la référence numérique 5 désigne un élément d'amortissement pour réduire les vibrations de la plaque extérieure 2, la référence numérique 6 désigne une matière d'absorption des sons pour augmenter la perte de transmission des sons, ci-après désignée en abrégé par PT et exprimée en dB, pour la paroi du fuselage. Il est à noter que, pour la plaque 1 de doublage intérieur de la paroi du fuselage, on utilise normalement des matières plastiques isotropes renforcées par des fibres ou analogues.

Dans une structure de fuselage pour avion de l'art antérieur, la plaque extérieure et la plaque de doublage intérieur sont toutes deux de forme sensiblement cylindrique. La PT d'un cylindre diminue au voisinage d'une

35

fréquence f_R déterminée selon la matière et le rayon du cylindre, par comparaison avec une paroi en plaque plane réalisée dans la même matière. La Fig. 14 montre par des diagrammes un exemple d'une telle comparaison, et l'on voit sur cette Figure que, pour une fréquence f_R de 350 Hz, PT devient minimale, et que, pour des fréquences situées au voisinage de cette valeur particulière, la PT d'un cylindre devient inférieure à la PT d'une plaque plane.

Dans le cas d'un avion de transport de passagers, du fait que la fréquence f_R de la plaque extérieure est normalement de 300 à 400 Hz et la fréquence f_R de la plaque de doublage intérieur est d'environ 150 à 350 Hz, la PT de la paroi du fuselage constituée par la plaque extérieure et la plaque de doublage intérieur est, dans l'ensemble, abaissée dans la plage de fréquences de 100 à 500 Hz et, dans cette plage, le bruit à l'intérieur de l'avion devient important par comparaison au cas d'une plaque plane présentant la même structure en section droite. Par contre, dans un avion à turbopropulseurs, du fait que la plage principale de fréquence des sons engendrés par une hélice est de 200 à 500 Hz, l'abaissement de la PT de la paroi cylindrique du fuselage dans ces plages de fréquences en chevauchement devient une raison principale de l'augmentation des sons transmis à l'intérieur de l'avion par rapport au cas d'une paroi en plaque plane.

Dans le cas où on veut améliorer ce niveau de bruit, il est presque impossible de changer largement la configuration et la matière de la plaque extérieure et il est difficile de réaliser une adaptation de la plaque extérieure car celle-ci est un élément structurel.

Un but de l'invention est par conséquent de fournir une plaque de doublage intérieur améliorée pour une paroi de fuselage qui présente une plus grande perte de transmission des sons pour une plage de fréquences couvrant

les fréquences des bruits extérieurs, tels que le bruit des hélices, pour réduire ainsi les bruits extérieurs qui sont transmis à l'intérieur du fuselage.

5 Selon une caractéristique de la présente invention, il est prévu une plaque de doublage intérieur pour une paroi de fuselage, cette plaque présentant une forme sensiblement cylindrique et une rigidité ou résistance à la traction dans la direction circonférencielle qui est plus faible que
10 la rigidité ou résistance à la traction dans la direction longitudinale.

 Selon une autre caractéristique de la présente invention, il est prévu une plaque de doublage intérieur pour
15 une paroi de fuselage, comme ci-dessus, qui présente une forme sensiblement cylindrique et qui est munie d'un grand nombre de plis parallèles s'étendant dans la direction longitudinale.

20 Selon une autre caractéristique encore de la présente invention, il est prévu une plaque de doublage intérieur pour une paroi de fuselage, comme ci-dessus, qui présente une forme sensiblement cylindrique et qui est constituée en une matière plastique renforcée par des fibres, les modes
25 d'entrelacement ou de disposition des fibres étant différents dans la direction longitudinale et dans la direction circonférencielle pour donner une propriété anisotrope, de sorte que la rigidité ou résistance à la traction dans la direction circonférencielle est plus faible.

30 En général, la fréquence ci-dessus f_R d'un cylindre est donnée par la relation suivante :

$$f_R = \sqrt{E_y / \rho} / 2 \pi R$$

35 dans laquelle E_y est le module de Young de la matière cylindrique dans la direction circonféren-

cielle,

ρ est la densité de la matière cylindrique, et

R est le rayon du cylindre.

5 Selon la présente invention, la rigidité ou
résistance à la traction de la plaque de doublage intérieur
cylindrique dans la direction circonférencielle est abaissée
en prévoyant un grand nombre de plis, par exemple des plis
10 en forme d'ondulations ou d'ondes, qui s'étendent parallèle-
ment dans la direction longitudinale, ou bien en réalisant
des modes d'entrelacement ou de disposition des fibres qui
sont différents dans la direction longitudinale et dans la
direction circonférencielle de la plaque de doublage inté-
rieur cylindrique qui est réalisée en matière plastique ren-
15 forcée par des fibres. Ainsi, une valeur équivalente E_y/ρ
est abaissée pour diminuer la valeur de la fréquence f_R à
laquelle la PT prend une valeur minimale à une valeur faible
située à l'extérieur de la plage des fréquences principales
des sons des hélices, la plage de fréquences des sons des
20 hélices étant ainsi placée dans une région à PT élevée pour
réduire les sons qui sont transmis à l'intérieur du fusela-
ge de l'avion.

Les buts, caractéristiques et avantages ci-
25 dessus, ainsi que d'autres, de la présente invention appa-
raîtront plus clairement en référence à la description qui
va suivre de modes de réalisation préférés de l'invention
pris en conjonction avec les dessins annexés qui font partie
de la description et dans lesquels :

30 Fig. 1 est une vue en coupe transversale d'une
partie d'un premier mode de réalisation préféré selon la
présente invention ;

35 Fig. 2 est une vue en coupe prise suivant la
ligne X-X de la Fig. 1 ;

Fig. 3 est une vue en coupe d'une partie essentielle d'un deuxième mode de réalisation préféré de la présente invention ;

5 Fig. 4 est une vue en coupe d'une partie essentielle d'un troisième mode de réalisation préféré de la présente invention ;

10 Fig. 5 est une vue en coupe d'une partie essentielle d'un quatrième mode de réalisation préféré de la présente invention ;

15 Fig. 6 est une vue en coupe d'une partie essentielle d'un cinquième mode de réalisation de la présente invention ;

 Fig. 7(a) est une vue en perspective de quelques plis en forme d'ondes ou d'ondulations ;

20 Figs. 7(b) et 7(c) sont des vues schématiques respectivement en bout et en plan de la Fig. 7(a) ;

 Fig. 8 est un diagramme montrant les effets des plis en forme d'ondes ;

25 Fig. 9 est une vue en perspective montrant une partie essentielle d'un sixième mode de réalisation préféré de la présente invention ;

30 Fig. 10 est une vue en perspective montrant une partie essentielle d'un septième mode de réalisation préféré de la présente invention ;

35 Fig. 11 est un diagramme montrant les effets d'une plaque anisotrope renforcée par des fibres ;

 Fig. 12 est , comme indiqué ci-dessus, une vue en coupe transversale d'une partie d'un fuselage d'un avion

selon la technique antérieure ;

Fig. 13 est une vue en coupe suivant la ligne Y-Y de la Fig. 12 ; et

5

Fig. 14 est un diagramme montrant les caractéristiques fonctionnelles de la paroi de fuselage de l'art antérieur.

10

On décrira maintenant, en référence à la Fig. 1 qui montre une coupe dans un plan perpendiculaire à l'axe longitudinal d'un fuselage, et en référence à la Fig. 2 qui est une coupe suivant la ligne X-X de la Fig. 1, un mode de réalisation préféré d'une paroi de fuselage d'un avion comportant une plaque de doublage intérieur selon la présente invention. Dans ces deux Figures, la référence numérique 1a désigne une plaque de doublage intérieur présentant un grand nombre de plis d'une section droite en forme d'ondes ou d'ondulations qui s'étendent dans la direction longitudinale de la paroi cylindrique d'un fuselage. Les symboles et références INT, EXT, 2,3,4,5 et 6 sont identiques à ceux des Figs. 12 et 13 précédemment décrites en référence à l'art antérieur ; à leur sujet, on pourra donc se référer à la description précédente. La plaque de doublage intérieur 1a est montée sur les membrures 3 par exemple par des boulons.

15

20

25

Les Figs. 3 à 6 montrent d'autres modes de réalisation préférés de la plaque de doublage intérieur selon la présente invention. La Fig. 3 est une vue en coupe d'un deuxième mode de réalisation préféré de la plaque de doublage intérieur selon la présente invention, cette Figure montrant un exemple d'une plaque de doublage intérieur 1b présentant des plis d'une section droite rectangulaire ou carrée, c'est-à-dire constituée par une succession de segments rectilignes à angle droit. La Fig. 4 est une vue en coupe d'un troisième mode de réalisation préféré de la pla-

30

35

que de doublage intérieur selon la présente invention, cette Figure montrant un exemple d'une plaque de doublage intérieur 1c présentant des plis d'une section droite en forme de Ω . La Fig. 5 est une vue en coupe d'un quatrième mode de réalisation préféré de la présente invention, cette Figure montrant un exemple d'une plaque de doublage intérieur 1a présentant des plis d'une section droite transversale en forme d'ondes ou d'ondulations et équipée d'une matière de remplissage molle 7, par exemple une mousse d'uréthane ou analogue, qui est disposée dans les creux des ondes du côté intérieur de la plaque de doublage intérieur par rapport au fuselage pour adoucir sa surface intérieure. La Fig. 6 est une vue en coupe d'un cinquième mode de réalisation préféré de la plaque de doublage intérieur selon la présente invention, cette Figure montrant un exemple d'une plaque de doublage intérieur 1b, du même type de celle que la Fig. 3, présentant par conséquent des plis d'une section droite rectangulaire ou carrée, comme indiqué ci-dessus, coopérant avec une matière de remplissage molle 7 similaire à celle de la Fig. 5.

Chacune des plaques cylindriques de doublage intérieur selon les modes de réalisation préférés ci-dessus présente une rigidité ou résistance équivalente à la traction dans le sens circonférenciel qui est abaissée en prévoyant un grand nombre de plis s'étendant dans la direction longitudinale du fuselage et parallèles les uns aux autres, chacune des plaques ci-dessus présentant ainsi une fréquence f_R pour laquelle la PT présente une valeur minimale qui est abaissée à une valeur faible à l'extérieur de la plage des fréquences principales des sons des hélices, ce qui fait que la plage de fréquences des sons des hélices est située dans une région à PT élevée pour réduire les sons transmis, par exemple les sons des hélices.

On choisira maintenant, comme exemple représentatif pour décrire les caractéristiques et effets des modes

de réalisation ci-dessus, le premier mode de réalisation préféré, c'est-à-dire celui qui comporte une plaque de doublage intérieur 1a (Figs. 1 et 2) d'une section droite en forme d'ondes ou d'ondulations.

5

D'une manière générale, la fréquence f_R d'un cylindre est donnée par la relation suivante :

$$f_R = \sqrt{E_y / \rho} / 2 \pi R$$

10

dans laquelle :

E_y est le module de Young dans la direction circonférencielle de la matière du cylindre ;

15

ρ est la densité de la matière du cylindre,
 R est le rayon du cylindre.

La Fig. 7(a) est une vue en perspective des plis en forme d'ondes du premier mode de réalisation préféré ci-dessus, la Fig. 7(b) est une vue en bout ou avant des plis et la Fig. 7(c) est une vue en plan des plis. Dans ces Figures, les symboles sont définis comme suit :

25

t est l'épaisseur de la matière en feuille ,
 b représente le demi-pas des ondes,
 b_w est la longueur effective de la matière correspondant à un demi-pas, et
 A est l'amplitude des ondes à partir de leur valeur moyenne.

30

Le module de Young équivalent E_y^* dans la direction circonférencielle et la densité équivalente ρ^* du cylindre sont donnés respectivement par les relations suivantes :

35

$$E_y^* = E_y t^3 (12I/b)^{-1}$$

$$\rho^* = \rho t (12I/b)^{-\frac{1}{3}} \times (b_W/b)^{\frac{4}{3}}$$

$$5 \quad b_W/b \approx 1 + (\pi A/2b)^2$$

$$1/b \approx \frac{A^2 t}{2} \left[1 - \frac{0,81}{1+2,5(A/2b)^2} \right]$$

10 A titre d'exemple pratique de la plaque de doublement intérieur ci-dessus présentant des plis en forme d'ondes, on a utilisé une plaque d'acier galvanisé en forme d'ondes présentant les dimensions suivantes :

$$15 \quad t = 0,6 \text{ mm}, \quad b = 38,1 \text{ mm} \quad \text{et} \quad A = 9 \text{ mm},$$

et, par comparaison, on a également utilisé une plaque plane en acier galvanisé présentant une même densité de surface et une épaisseur t de 0,7 mm. On a conformé les deux plaques sous la forme d'un cylindre présentant un rayon de 2,36 m.

20 Les résultats obtenus avec les deux cylindres ci-dessus sont reportés dans les tableaux et diagrammes ci-dessous en identifiant le cylindre réalisé à l'aide de la plaque de fer galvanisée à ondes par "Métal-1" et le cylindre
25 réalisé à l'aide de la plaque de fer galvanisée plate par "Métal-2".

Le Tableau 1 est une représentation comparative des densités, des modules de Young et des fréquences f_R mesurés des deux cylindres. D'après ce tableau, on voit que la
30 fréquence f_R du cylindre présentant des plis en forme d'ondes (Métal-1) est bien inférieure à la fréquence f_R du cylindre lisse réalisé avec la plaque plane (Métal-2), et que la valeur de la première fréquence f_R est située au-dessous de
35 la plage de fréquence des sons des hélices (200 - 500 Hz).

TABLEAU 1

5		Métal-1	Métal-2
	Forme	Cylindre à ondes	Cylindre lisse
10	Epaisseur de plaque t (mm)	0,6	0,7
	Densité ρ (kg/m ³)	1580	8830
15	Module de Young dans la direction longitudinale E_x^* , E_x (N/m ²)	$2,1 \times 10^{11}$	$2,1 \times 10^{11}$
20	Module de Young dans la direction circonférencielle E_y^* , E_y (N/m ²)	$7,6 \times 10^8$	$2,1 \times 10^{11}$
25	Fréquence f_R (Hz)	45	329

Les relations de la fréquence en fonction de PT pour les deux cylindres sont représentées sur la Fig. 8 pour les valeurs calculées et pour les valeurs expérimentales. Du fait que la plage de fréquences des sons des hélices tombe dans une région à PT élevée, du fait que la région à PT minimale est décalée vers les fréquences basses, comme montré sur cette Fig. 8, on peut réduire la quantité des sons des hélices qui est transmise à l'intérieur du fuselage de l'avion. On obtient des effets similaires dans les autres modes de réalisation représentés sur les Figs. 3 à 6.

Il est à noter que la plaque de doublage intérieur présentant un grand nombre de plis qui s'étendent dans la direction longitudinale du cylindre et parallèlement les uns aux autres ne doit pas être limitée à la construction
5 métallique suivant une plaque de fer galvanisée, comme décrit dans le mode de réalisation ci-dessus ; l'invention est également applicable à des plaques de doublage intérieur qui sont réalisées en une matière plastique isotrope ou anisotrope renforcée par des fibres, et ce avec des ef-
10 fets et avantages similaires.

La Fig. 9 est une vue en perspective d'un sixième mode de réalisation de la plaque de doublage intérieur selon la présente invention. Cette Figure montre une partie
15 d'une plaque de doublage intérieur 1d réalisée en une matière plastique renforcée par des fibres, cette matière étant du type anisotrope à lamination oblique. Dans cette Figure, la flèche 0° représente la direction longitudinale du fuselage cylindrique, la flèche 30° représente la direction
20 suivant une ligne courbe inclinée à 30° par rapport à la flèche 0°, et la flèche -30° représente la direction suivant la même surface courbe et un angle d'inclinaison de 30° de l'autre côté de la flèche 0°. La référence numérique 10 désigne une résine, par exemple une résine époxy,
25 et la référence numérique 11 désigne des fibres de renforcement, par exemple des fibres de verre ou analogues. Dans cette plaque 1d de doublage intérieur, une couche de fibres parallèles dirigée dans la direction 0°, une couche de fibres parallèles dirigée dans la direction de 30° et une
30 couche de fibres parallèles dirigée dans la direction de -30° sont laminées et conformées par l'intermédiaire de la résine et, lors de l'exécution de la lamination, les couches dirigées suivant les directions 30° et les couches dirigées suivant la direction -30° sont en nombre réduit
35 par rapport aux couches dirigées dans la direction 0°. De plus, la lamination est effectuée de telle manière que les configurations de lamination sur les faces avant et arrière peuvent devenir symétriques l'une à l'autre par rap-

port à un plan de symétrie situé au milieu de l'épaisseur de la plaque de doublage intérieur.

La Fig. 10 est une vue en perspective d'un
5 septième mode de réalisation préféré de la plaque de doublage intérieur selon la présente invention. Cette Figure montre une partie d'une plaque 1e de doublage intérieur qui est réalisée en une matière plastique renforcée par des fibres du type anisotrope à lamination perpendiculaire.
10 Dans cette Figure, la flèche 0° représente la direction longitudinale du fuselage cylindrique, et la flèche 90° représente la direction circonférencielle du fuselage, cette dernière direction étant perpendiculaire à la direction 0°. La référence numérique 10 désigne une résine, par exemple une résine époxy ou analogue, et la référence numérique 11 désigne des fibres de renforcement, par exemple des fibres de verre ou analogues. Dans cette plaque 1e de doublage intérieur, une couche de fibres parallèles dirigées suivant la direction 0° et une couche de fibres dirigées
20 suivant la direction 90° sont laminées et conformées par l'intermédiaire de la résine et, lors de l'exécution de la lamination, les couches dirigées suivant la direction 90° sont en nombre réduit par rapport aux couches laminées dirigées suivant la direction 0°. De plus, de manière similaire
25 au sixième mode de réalisation, la lamination est effectuée de telle manière que les configurations de lamination sur les faces avant et arrière, c'est-à-dire sur les faces intérieure et extérieure, peuvent devenir symétriques l'une à l'autre par rapport à un plan de symétrie situé au milieu de l'épaisseur de la plaque de doublage intérieur.
30

Dans la plaque cylindrique ci-dessus décrite de doublage intérieur selon le sixième mode de réalisation et le septième mode de réalisation préférés de l'invention,
35 la rigidité ou résistance équivalente à la traction dans la direction circonférencielle est abaissée en rendant différents les nombres de couches de fibres laminées dans la direction longitudinale et dans au moins une autre direc-

tion de la matière plastique renforcée par des fibres, de sorte que la fréquence f_R à laquelle PT prend une valeur minimale est réduite à une faible valeur située à l'extérieur de la plage de fréquences principale des sons des hélices ou analogues, de sorte qu'on obtient une réduction des sons qui sont transmis à partir des hélices.

On décrira maintenant des exemples pratiques dans un but de comparaison des effets de ces plaques de doublage intérieur réalisées en matière plastique renforcée par des fibres.

En référence au sixième mode de réalisation préféré (Fig. 9 : matière plastique renforcée par des fibres du type anisotrope à couches laminées en oblique), on a choisi comme fibres de renforcement des fibres de verre, on a choisi comme résine une résine époxy, et on a laminé séquentiellement des couches d'une épaisseur d'environ 0,13 mm de fibres disposées parallèlement les unes aux autres, la direction des fibres étant choisie de la manière suivante. Les nombres ci-dessous représentent les angles d'inclinaison référencés sur la Fig. 9 :

0, 0, 0, 30, -30, 0, 0, 0, 0, 0, 0, -30, 30, 0, 0, 0

Ces couches laminées sont au nombre total de 16 et, du fait qu'une couche présente un épaisseur d'environ 0,13 mm, comme indiqué ci-dessus, on obtient finalement une plaque laminée globale d'une épaisseur totale de 2,1 mm. Il est à noter que la séquence de laminations est telle que les directions des fibres peuvent devenir parallèles sur les faces avant et arrière, c'est-à-dire intérieure et extérieure, par rapport à un plan de symétrie situé au milieu de l'épaisseur de la plaque laminée. Cet exemple est identifié par PRF-1 dans le tableau 2 ci-dessous et sur la Fig. 11.

En ce qui concerne le septième mode de réalisation préféré de l'invention (Fig. 10 : plaque en matière plastique renforcée par des fibres du type anisotrope à couches laminées en perpendiculaire), on a choisi comme fibres de renforcement des fibres de verre, comme ci-dessus, on a choisi comme résine également une résine époxy, et on a laminé séquentiellement des couches présentant la même structure et la même épaisseur que dans l'exemple ci-dessus, les directions des fibres étant choisies de la manière suivante . Les nombres ci-dessous identifient les angles d'orientation des fibres, comme indiqué sur la Fig; 10 :

0, 0, 0, 90, 0, 0, 0, 90, 90, 0, 0, 0, 90, 0, 0, 0

Ces couches laminées sont également au nombre de 16, comme ci-dessus, pour donner une épaisseur totale à la plaque d'environ 2,1 mm. De manière similaire, la séquence de laminations est telle que les directions des fibres peuvent devenir symétriques sur les faces avant et arrière, c'est-à-dire intérieure et extérieure, par rapport à un plan de symétrie situé au milieu de l'épaisseur de la plaque laminée. Cet exemple est identifié par PRF-2 dans le tableau 2 ci-dessous et sur la Fig. 11.

Comme élément de comparaison pour apprécier les effets des deux modes de réalisation ci-dessus, on a formé de la manière suivante une plaque cylindrique de doublage intérieur du type isotrope à couches laminées en perpendiculaire. Les types de fibres et de résine , l'épaisseur d'une couche et autres ont été choisis identiques à ceux des modes de réalisation ci-dessus, et on a donné une propriété isotrope à la couche laminée en sélectionnant les directions des fibres et la séquence des laminations de la manière suivante :

0, 90, 0, 90, 0, 90, 0, 90, 90, 0, 90, 0, 90, 0, 90, 0

Dans cet agencement, de chaque côté du plan de symétrie, les fibres dirigées dans la direction 0° et les fibres dirigées dans la direction 90° ont été laminées alternativement pour être symétriques par rapport à un plan de symétrie par rapport à un plan de symétrie situé au milieu de l'épaisseur de la plaque, de sorte qu'on obtient dans l'ensemble une plaque laminée isotrope. L'épaisseur totale après laminations est la même que dans les modes de réalisation ci-dessus. Cette plaque de contraste est représentée et identifiée par PFR-3 dans le tableau 2 et la Fig. 11.

Le Tableau 2 est une représentation comparative des densités, des modules de Young et des fréquences f_R mesurés des deux modes de réalisation ci-dessus selon l'invention et de la réalisation de contraste. D'après ce tableau, on peut voir que les fréquences f_R du cylindre réalisé avec des couches anisotropes laminées en oblique (PRF-1) et du cylindre réalisé à l'aide des couches anisotropes laminées en perpendiculaire (PRF-2) sont beaucoup plus faibles que la fréquence f_R du cylindre réalisé à l'aide des couches isotropes normales laminées en perpendiculaire (PRF-3), et que les valeurs des deux premières fréquences sont situées au-dessous de la plage de fréquences des sons des hélices (200 - 500 Hz).

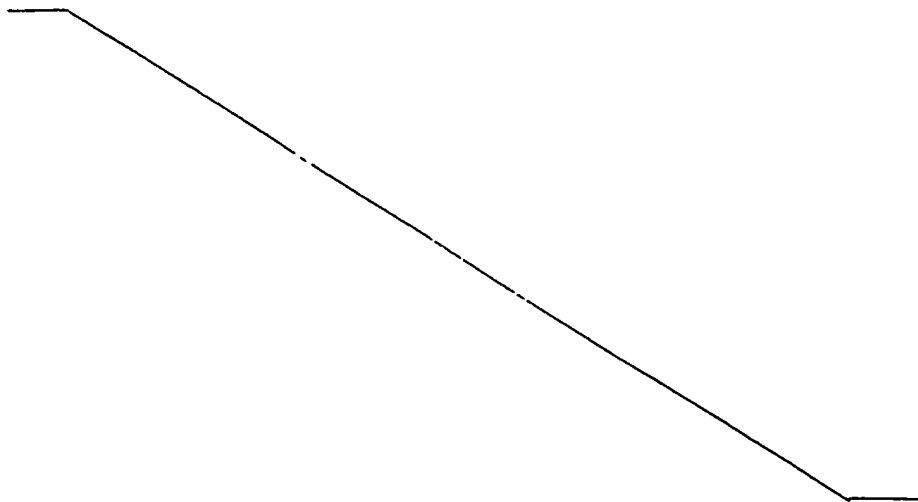


Tableau 2

		PRF-1	PRF-2	PRF-3
5	Type de lamination	lamination anisotrope en oblique	lamination anisotrope en perpendiculaire	lamination isotrope en perpendiculaire
10	Epaisseur de plaque t (mm)	2,1	2,1	2,1
	Densité ρ (kg/m ³)	1990	1970	1850
15	Modules de Young dans la direction longitudinale $E_x E_x$ (N/m ²)	$3,33 \times 10^{10}$	$3,03 \times 10^{10}$	$1,96 \times 10^{10}$
20	Modules de Young dans la direction circonférencielle $E_y E_y$ (N/m ²)	$1,10 \times 10^9$	$6,07 \times 10^9$	$1,96 \times 10^{10}$
25	Fréquence f_R (Hz)	50	118	219

30 Les relations de la fréquence en fonction de PT, pour les deux modes de réalisation respectifs ci-dessus et la réalisation de contraste, qui sont obtenues par expérience, sont représentées sur la Fig. 11. Du fait que la plage de fré-

35 quences des sons des hélices ou analogues tombe dans une région à PT élevée en raison du fait que la région de PT minimale est décalée vers les basses fréquences, comme montré sur cette Figure, la quantité des sons des hélices qui est transmise à l'intérieur du fuselage de l'avion peut être réduite.


Comme cela ressort de la description détaillée ci-dessus, la plaque de doublage intérieur de la paroi de fuselage selon la présente invention peut réduire les sons des hélices ou analogues transmis à travers la paroi du fuselage, car la plaque de doublage intérieur présente un grand nombre de plis qui s'étendent dans la direction longitudinale du fuselage en étant parallèles les uns aux autres ou, dans le cas d'une plaque de doublage intérieur réalisée en une matière plastique renforcée par des fibres, les modes d'entrelacement ou de disposition des fibres sont rendus différents dans la direction longitudinale et dans la direction circonférencielle.

Bien entendu, l'invention n'est pas limitée aux modes de réalisation, non plus qu'au mode d'application, qui ont été décrits ; on pourrait au contraire concevoir diverses variantes sans sortir pour autant de son cadre.

REVENDEICATIONS

1. Plaque de doublage intérieur pour paroi de fuselage d'avion ou analogue, présentant une forme sensiblement cylindrique, caractérisée en ce qu'elle présente une rigidité ou résistance à la traction dans la direction circonfé-
5 renciale qui est inférieure à la rigidité ou résistance à la traction dans la direction longitudinale.

2. Plaque selon la revendication 1, caractérisée en ce qu'elle comporte un grand nombre de plis parallèles
10 qui s'étendent dans la direction longitudinale.

3. Plaque selon la revendication 2, caractérisée en ce que les plis sont en forme d'ondes, d'ondulations, de rectangles , de carrés ou de .
15

4. Plaque selon l'une des revendications 2 et 3, caractérisée en ce que les creux des plis sont remplis d'une matière (7) d'atténuation de la transmission des sons.
20

5. Plaque selon la revendication 1, constituée en une matière plastique renforcée par des fibres, caractérisée en ce que les modes d'entrelacement ou de disposition des fibres de renforcement (11) sont différents dans la
25 direction longitudinale et dans la direction circonférencielle pour donner à la plaque un caractère anisotrope de telle manière que la rigidité ou résistance à la traction dans la direction circonférencielle soit affaiblie.

30 6. Plaque selon la revendication 5, caractérisée en ce que les fibres (11) sont disposées suivant des angles de 0°, +30° et -30° par rapport à la direction longitudinale du fuselage.

35 7. Plaque selon la revendication 5, caractérisée en ce que les fibres (11) sont disposées suivant des an-

gles de 0° et 90° par rapport à la direction longitudinale du fuselage.

Fig. 1

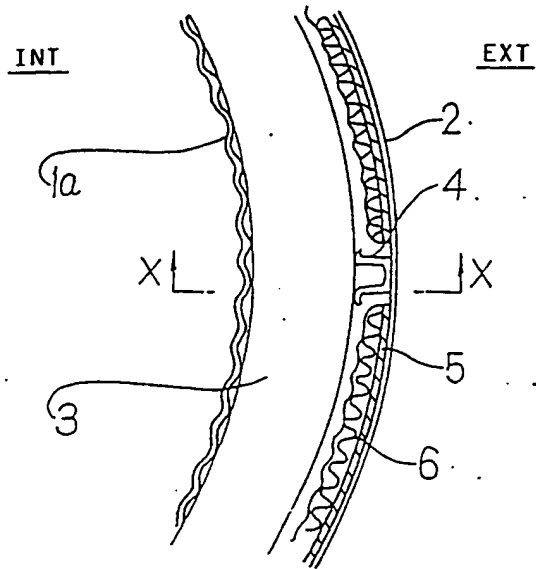
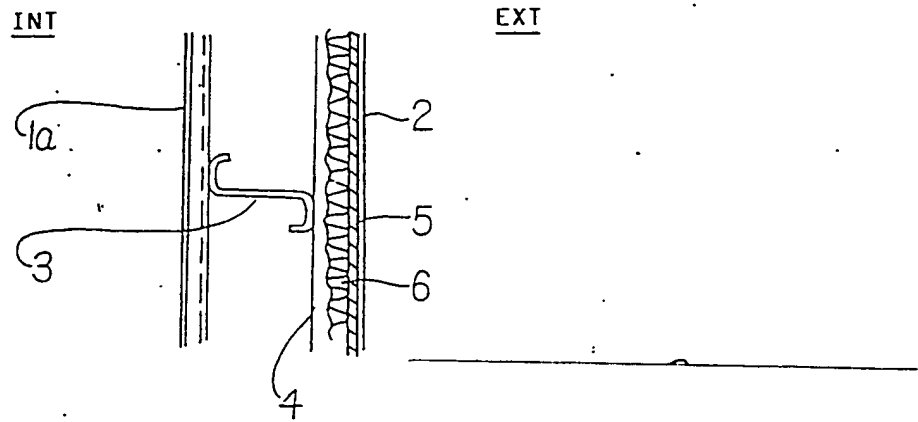


Fig. 2



THIS PAGE BLANK (USPTO)

Fig. 7 (a)

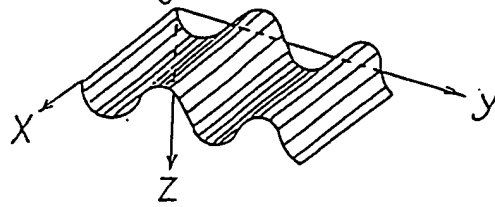


Fig. 7 (b)

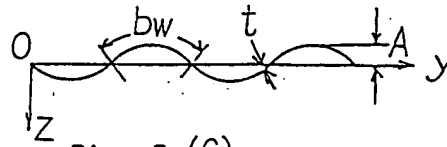


Fig. 7 (c)

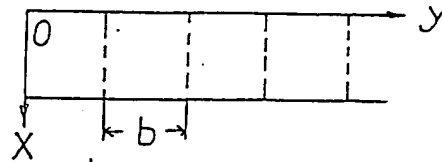
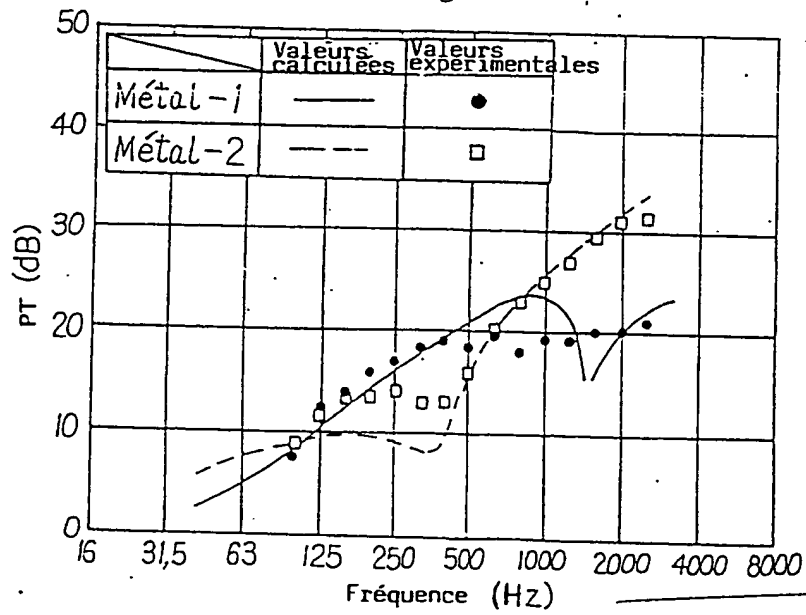


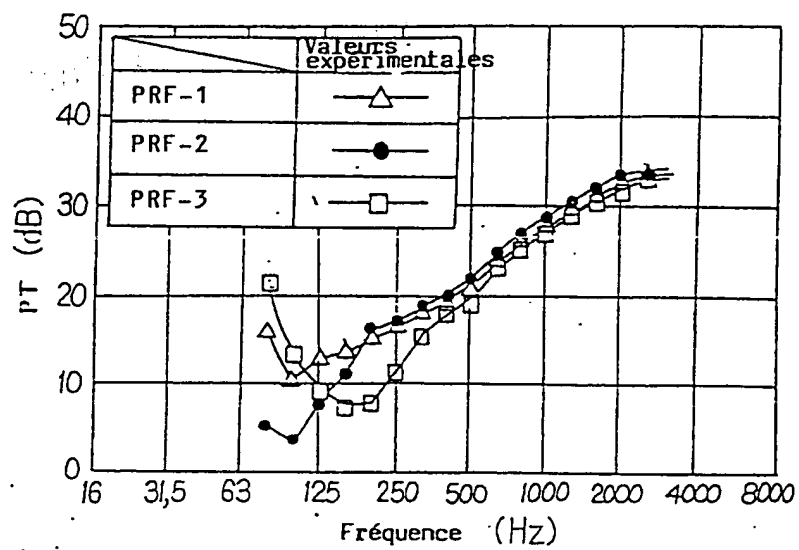
Fig. 8



THIS PAGE BLANK (USPTO)

5/7

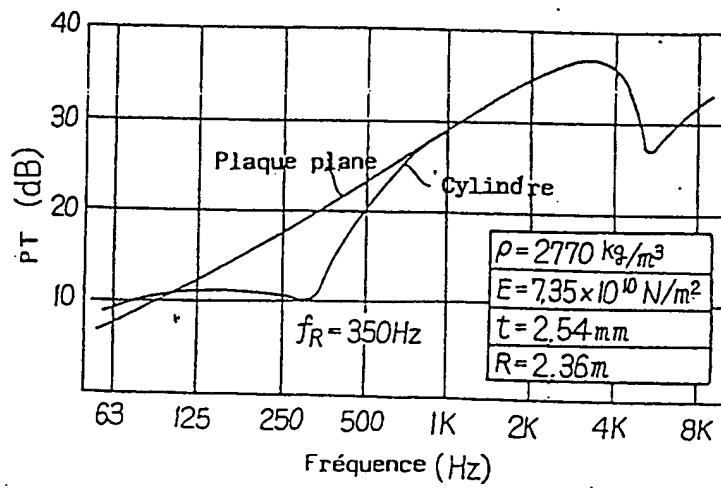
Fig. 11



THIS PAGE BLANK (USPTO)

7/7

Fig. 14



THIS PAGE BLANK (USPTO)